

## РЕФЕРАТ

Магистерская диссертация содержит 41 страницу, 25 рисунков. Список использованных источников содержит 14 позиций.

### ПОСАДКА ВЕРТОЛЁТА, ОПРЕДЕЛЕНИЕ КООРДИНАТ ИСТОЧНИКА РАДИОСИГНАЛА, АНТЕННЫ НА ЛОПАСТЯХ ВЕРТОЛЕТНОГО ВИНТА, ФИЛЬТР КАЛМАНА

Магистерская диссертация посвящена проблеме посадки вертолета на движущуюся площадку при сложных метеоусловиях. Представлено исследование возможности автоматического определения координат, с помощью антенн, расположенных на лопастях вертолетного винта, относительно посадочной площадки, на которой размещены источники радиосигнала. Такое расположение антенн при движении в пространстве позволяет измерять дальность до источника радиосигнала за счет доплеровского смещения частоты сигнала. Реализация такой системы может позволить решать сложнейшие авиационные задачи по обеспечению навигации при взлете/посадке в сложных метеоусловиях, а также при проведении поисково-спасательных работ. Подобное техническое решение позволяет получать направление на источник излучения радиосигнала, а также дальность до него с высокой точностью.

## СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ.....	6
1. ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ.....	7
1.1. Обзор существующих решений.....	7
1.1.1. Оптическая система посадки вертолета ОСПВ-20380.....	7
1.1.2. Спутниковая система посадки вертолета ССП-К-20380.....	8
1.1.3. Система принудительной посадки вертолета RAST.....	8
1.2. Принцип работы системы посадки.....	9
1.3. Определение пеленга.....	12
1.4. Временной метод измерения дальности.....	19
1.5. Спектральный метод измерения дальности.....	20
2. ПРАКТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ.....	23
2.1. Моделирование.....	23
2.1.1. Ошибка определения угла азимута.....	24
2.1.2. Ошибка определения угла места.....	25
2.1.3. Ошибка определения дальности.....	26
2.2. Применение модели наблюдателя (Фильтр Калмана).....	27
2.2.1. Моделирование принимаемых сигналов на определенной траектории движения вертолета при различных ОСШ.....	28
2.2.2. Результаты применения Фильтра Калмана на полученных данных.....	30
2.3. Выводы по главе.....	37
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	39
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ.....	40

## ВВЕДЕНИЕ

Существует необходимость в нефтяной промышленности проводить работы в труднодоступных местностях далеко от береговой зоны. При обслуживании нефтяных платформ невозможно обойтись без использования вертолетов.

В координатометрических системах основным информационным звеном выступает измеритель параметров тракта передачи сигнала: протяженности или производной от протяженности этого тракта [2].

Скорость изменения протяженности тракта или расстояния до источника излучения определяется посредством изменения частоты сигнала источника. При этом сигнальная модуляция частоты носит помеховый характер, так как в доплеровском измерителе она представляется как результат изменения радиальной скорости. Это отличие выделяет координатометрические системы из класса информационных систем, где сигнальная модуляция частоты служит источником информации, а доплеровское смещение частоты является источником помех.

Характер изменения доплеровской частоты зависит от траектории движения приемника. Практический интерес представляют периодические траектории, которые реализуются в системах, где приемные антенны на лопастях несущего винта вертолета [1, 4, 5].

Магистерская диссертация посвящена исследованию характеристик доплеровского смещения частоты сигнала, принимаемого вращающимися антеннами на малых дальностях до источника излучения.

Система посадки, построенная на принципах, рассмотренных в магистерской диссертации, дает возможность использовать вертолеты в условиях отсутствия видимости и оборудованных посадочных площадок.

Цель работы – разработка алгоритма определения направления на посадочную площадку и дальности до посадочной площадки с вертолета в

автоматическом режиме с использованием системы с разнесенными в пространстве пеленгаторами. Средняя ошибка работы алгоритма по определению дальности не должна превышать 1 метра, а ошибка определения угла места и угла азимута – 2 градусов, на расстоянии до 40 метров от вертолета до посадочной площадки при длительности наблюдения равной 60 секунд.

Подобное техническое решение позволяет не только повысить разрешающую способность пеленгатора, но и измерить дальность до источника излучения.

## ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

## 1. ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

### 1.1. Обзор существующих решений

#### 1.1.1. Оптическая система посадки вертолета ОСПВ-20380

Оптическая система посадки вертолета корабельного базирования – ОСПВ-20380 [8] (Рис. 1.1) создана ЗАО «Научно-технический центр «Альфа-М» г.Раменское, Московская обл. Оптическая система посадки вертолета на корабельную взлетно-посадочную площадку предназначена для визуальной посадки вертолетов на палубы авианесущих кораблей одиночного и группового базирования, а также гражданских судов, днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях

Основными средствами обеспечения посадки в этой системе являются светотехнические устройства расположенные на морском судне, которые излучают в пространство световые лучи, используя которые летчик осуществляет полет к кораблю при заходе на посадку и при посадке.



Рис. 1.1. Оптическая система посадки вертолета ОСПВ-20380

### 1.1.2. Спутниковая система посадки вертолета ССП-К-20380

Спутниковая система посадки ССП-К-20380 (Рис. 1.2) вертолета на корабль создана в ОАО «МКБ «Компас» (Москва).

ССП реализует относительный режим работы космических навигационных систем для обеспечения посадки вертолетов на палубу корабля. Предусмотрен автономный режим, позволяющий определять геодезические координаты без использования аппаратуры приема-передачи.



Рис. 1.2. Спутниковая система посадки вертолета на корабль ССП-К-20380

### 1.1.3. Система принудительной посадки вертолета RAST

В 1974 г. ВМС США приступили к разработке системы принудительной посадки корабельных вертолетов для расширения возможностей их эксплуатации, получившей обозначение NHRSD. В дальнейшем систему

существенно доработали и получила название RAST (Recovery Assist, Secure and Traverse – система обеспечения посадки, фиксации вертолѐта и его буксировки, Рис. 1.3) [9].

Такая система с помощью силового троса позволяет принудительно притянуть вертолет к палубе. Сложность применения такого метода заключается в чѐтком взаимодействии летчика и руководителя посадки.



Рис. 1.3. Система принудительной посадки RAST (Recovery Assist, Secure and Traverse)

## 1.2. Принцип работы системы посадки

В центре посадочной площадки устанавливается малогабаритный передатчик гармонического сигнала. Излучаемый сигнал принимается антеннами, которые установлены на концах лопасти, и далее принимаемый сигнал по линии связи передается в приемник, являющийся частью аппаратуры вертолета [3, 6, 7]. Антенны могут состоять из ряда диполей, ориентированных параллельно размаху лопасти. Этим достигается опреде-

ленная ориентация антенн, обеспечивающая нечувствительность к помехам, отраженным от фюзеляжа вертолета. Система измерения использует две приемные антенны, одна из которых расположена на лопасти винта, а другая — на фюзеляже вертолета. По мере вращения лопасти частота сигнала, принятого антенной, установленной на лопасти, смещается вследствие доплеровского эффекта, т.е. частота возрастает, когда антенна, установленная на лопасти, перемещается в направлении источника сигнала, и уменьшается, когда антенна перемещается от источника сигнала.

Всенаправленная антенна, установленная на фюзеляже, также принимает сигнал от источника излучения. Этот сигнал и сигнал со смещенной на величину доплеровского сдвига частотой обрабатываются так, что частотная модуляция выделяется и переносится на опорную частоту. Частотная модуляция несет информацию о направлении на источник излучения, поэтому сигнал может быть ограничен по амплитуде в приемном устройстве для устранения помехового влияния амплитудно-модулированного шума. Частотно-модулированный опорный сигнал сравнивается с опорным немодулированным сигналом и, когда разность частот проходит через нуль, происходит считывание значения пеленга, формируемое датчиком на валу винта.

Сигнал источника излучения, принимаемый антенной, расположенной на лопасти винта вертолета, можно представить следующим выражением [11-14]:

$$u_1(t) = A_1(t-r/c) \cos[\omega(t-r/c) + \psi_1(t) + \varphi_1] \quad (1.1)$$

где  $A_1(t)$   $A_1(t)$  – амплитуда излучения;  $t$  – текущее время;  $\omega$  – угловая частота сигнала источника излучения;  $r$  – расстояние до излучателя;  $c$  – скорость света;  $\varphi_1(t)$   $\varphi_1(t)$  – фаза относительно начала отсчета;  $\psi_1(t)$  – фазовый сдвиг за счет доплеровского смещения частоты:

$$\psi_1(t) = \frac{2\pi R}{\lambda} \cos \Phi' \cos(\Omega t - \Theta) \quad (1.2)$$

где  $R$  – длина лопасти;  $\lambda$  – длина волны сигнала излучателя;  $\Phi'$  – угол, определяемый местоположением излучателя относительно плоскости вращения лопастей винта вертолета ( $\Phi' = 90^\circ - \Phi$ );  $\Omega$  – угловая скорость вращения лопастей;  $\Theta$  – угол между центром вращения лопастей относительно положения источника излучателя и направлением движения вертолета.

Сигнал, принимаемый второй антенной, представляется следующим образом:

$$u_2(t) = A_2(t - r/c) \cos[\omega(t - r/c) + \psi_2(t) + \varphi_2] \quad (1.3)$$

Фазовый сдвиг определяется выражением:

$$\psi_2(t) = \frac{2\pi R}{\lambda} \cos \Phi' \cos(\Omega t - \Theta) \quad (1.4)$$

Максимальный частотный сдвиг получается из выражения (при  $\Omega t = 0$ ):

$$F = V_t / \lambda \quad (1.5)$$

при высоте полета  $h \ll r$   $h \ll r$ ,  $\Phi \approx 0$   $\Phi \approx 0$ .

Значение измеренной доплеровской частоты будет зависеть от следующих параметров:

$$f_d(t) = \frac{dR(t)}{dt} = \frac{R\Omega R_0 \sin(\Omega t)}{\lambda \sqrt{R_0^2 + R^2 - 2R_0 R \cos(\alpha) + h^2}} \quad (1.6)$$

где  $R_0$  — расстояние от излучателя до оси вращения лопастей;  $R$  — длина лопасти;  $\Omega$  — угловая частота вращения;  $\alpha = \Omega t$  — текущее положение лопасти винта;  $\lambda$  — длина волны излучателя;  $h$  — положение вертолета относительно площадки.

При зависании вертолета над излучателем можно оценить высоту над посадочной площадкой.

### 1.3. Определение пеленга

Для определения пеленга источника электромагнитного излучения [3] используется доплеровский сдвиг частоты этого источника, полученный при движении приемника, расположенного на лопасти винта вертолета. Система (Рис. 1.4) использует две приемные антенны, одна из которых расположена на лопасти винта 1, 2, 3, 4 (предпочтительно на конце лопасти), а другая — на фюзеляже вертолета 5. По мере вращения лопасти частота сигнала, принятого антенной, установленной на лопасти, смещается вследствие доплеровского эффекта, т. е. частота возрастает, когда антенна, установленная на лопасти, перемещается в направлении источника сигнала, и уменьшается, когда антенна перемещается от источника сигнала. Доплеровский сдвиг частоты проходит через нулевое значение, когда лопасть ориентирована прямо под тем же азимутом, что и источник сигнала, при этом расстояние от антенны 1 до источника минимально.

Всенаправленная антенна, установленная на фюзеляже 5 или над втулкой винта 6, также принимает сигнал от источника излучения. Этот сигнал и сигнал со смещенной на величину доплеровского сдвига частотой обрабатываются так, что частотная модуляция выделяется и переносится на опорную частоту. Частотная модуляция несет информацию о направлении на источник излучения, поэтому сигнал может быть ограничен по амплитуде в приемном устройстве для устранения помехового влияния амплитудно-модулированного шума. Частотно-модулированный опорный сигнал сравнивается с опорным немодулированным сигналом и, когда разность частот проходит через нуль, происходит считывание значения пеленга, формируемое датчиком на валу винта.

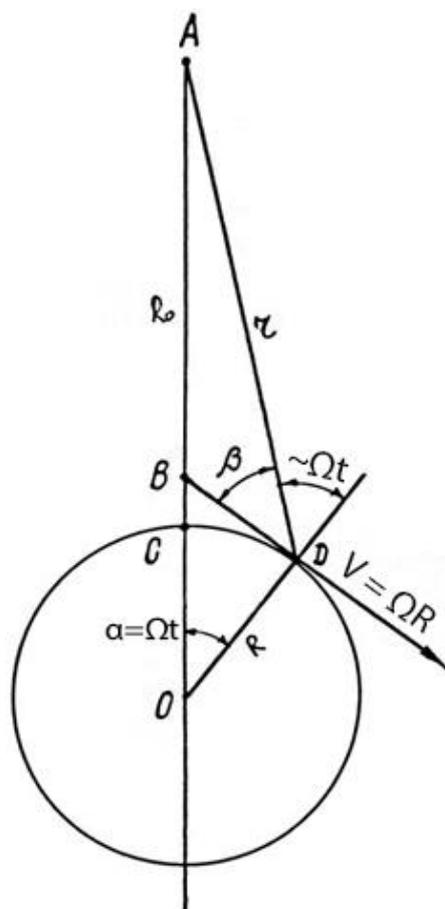


Рис. 1.4. Схематическое изображение лопасти вертолета относительно источника излучения

Смещение сигналов от двух диаметрально противоположных антенн 1 и 2, находящихся на одинаковом расстоянии от оси вращения несущего винта, вызывает модуляцию, которая идентична модуляции, получаемой с помощью одной антенны, вращающейся по кругу, радиус которого в два раза больше.

Схема пассивной доплеровской системы определения направления с подвижной и неподвижной антеннами показана на Рис. 1.5.

На Рис. 1.5 лопастная 2 и неподвижная 1 антенны связаны с двухканальным супергетеродинным приемником 3, имеющим общий гетеродин 4, обеспечивающий преобразование по частоте в обоих каналах на общую промежуточную частоту. Далее сигналы через амплитудные

ограничители 5 поступают на блок коррекции изменений частоты 6, куда подается также опорный сигнал генератора 7. Стабильный опорный сигнал модулируется доплеровским сдвигом частоты, формируемым вращением лопастей винта. Этот перенос осуществляется независимо от настройки приемника и изменений частоты источника сигнала при единственном условии, что выходной сигнал приемника присутствует. Но основная функция блока — обеспечение однозначности измерений, т. е. измерение знака угла, определяющего направление на источник излучения.



Рис. 1.5. Схема пассивной доплеровской системы определения направления

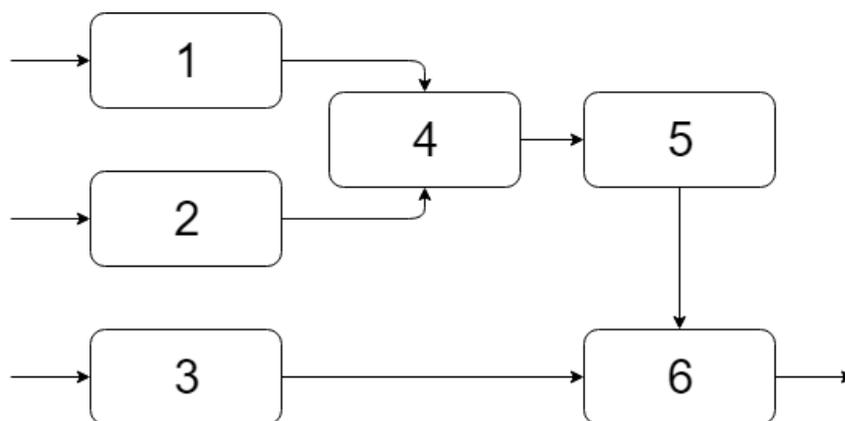


Рис. 1.6. Схема блока коррекции изменений частоты

Схема блока коррекции изменений частоты (Рис. 1.6) включает усилители 1, 2, 3, смеситель 4, фильтр низких частот 5 и преобразователь 6. Сигнал промежуточной частоты с приемного канала подвижной лопасти  $f_{\text{пр}} + f_{\text{д}}$  после усилителя 1 гетеродинируется в смесителе 4 опорным сигналом генератора. Сигнал частоты биений  $f_0 \pm f_{\text{пр}} + f_{\text{д}}$  проходит через фильтр нижних частот 5:  $f_0 - f_{\text{пр}} + f_{\text{д}}$  и гетеродинируется в преобразователе 6 сигналом промежуточной частоты с неподвижной антенны. Если две промежуточные частоты (сигналов с подвижной и неподвижной антенн) идентичны, частота сигнала с выхода преобразователя точно равна частоте опорного сигнала. Однако если две промежуточные частоты не идентичны, частота сигнала с выхода преобразователя 6 равна частоте опорного сигнала плюс или минус разность между промежуточными частотами. В данном случае  $f_0 + f_{\text{д}}$ .

Рассмотрим Рис. 1.5. Блоки: переключатель 8, детектор 11 и компаратор 12 формируют выходной сигнал, определяющий направление на источник излучения. Если выходной сигнал с приемника 3 ниже установленного уровня, переключатель 8 переносит опорный сигнал с генератора на детектор. Выходная величина детектора при этом представляет собой постоянную составляющую опорного напряжения, величина которого близка к нулю.

Если сигнал на выходе приемного канала превышает пороговый уровень, то на вход детектора поступает сигнал с блока коррекции изменений частоты. Выходной сигнал детектора при этом представляет собой напряжение, меняющееся относительно уровня постоянной составляющей опорного сигнала при сближении и удалении лопасти винта относительно непосредственной ориентации ее на источник излучения. Выходное напряжение с детектора поступает на компаратор 12. Компаратор вырабатывает импульс при изменении полярности выходного сигнала детектора. Этот импульс (импульс метки) поступает на датчик положения вала винта 13. Одновременно импульс подается на переключатель 8, прерывая сигнал приемника на время, примерно равное половине оборота винта.

Доплеровское смещение частоты излучателя при вращении приемной антенны возрастает при движении антенны на лопасти в направлении источника сигнала, и уменьшается при перемещении антенны от излучателя. Нулевое значение доплеровского сдвига получается при ориентации лопасти с тем же азимутом, что и излучатель, при этом расстояние от антенны до излучателя уменьшается до минимального.

Положение вертолета над местом посадки определяется по значению доплеровской частоты (Рис. 1.7).

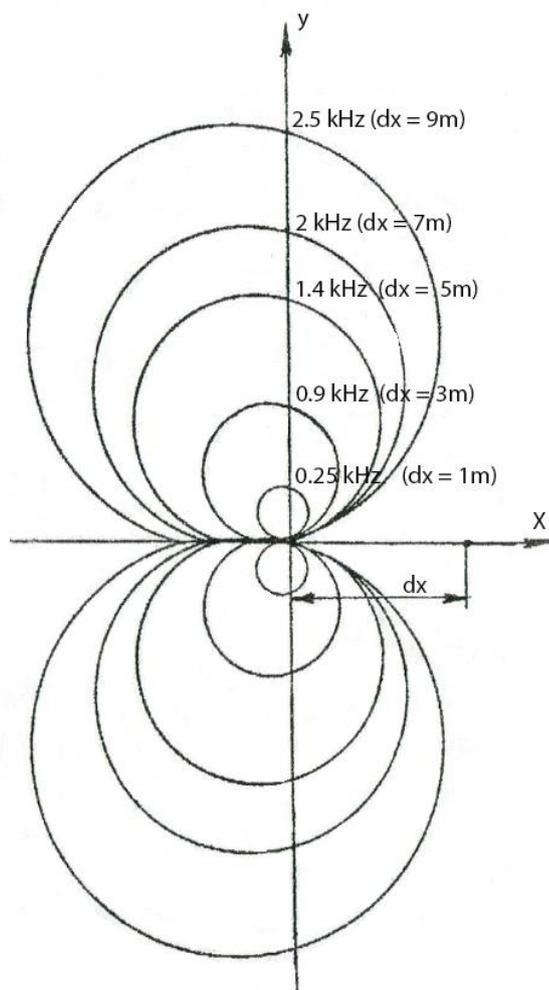


Рис. 1.7. Изменение доплеровской частоты относительно центра площадки

Пассивная система определения направления на источник излучения имеет следующие преимущества:

1. Информация о направлении содержится в частотно-модулированном сигнале, поэтому исключается влияние амплитудно-модулированных шумов на принимаемый сигнал.
2. Лучшее отношение сигнал-шум в момент определения пеленга, чем в следящих системах.
3. Высокое время реакции, определяемое периодом одного оборота приемной антенны.

4. Высокая эффективность с увеличением частоты, так как доплеровский сдвиг увеличивается.
5. Возможность определения пеленга между движущимися объектами, а также сохранения места в строю летательного аппарата.

При линейном движении вертолета доплеровское смещение частоты принимаемого сигнала не существенно, поскольку это смещение одинаково для обеих антенн. Кроме того, доплеровское смещение частоты не зависит от направленности антенн или их ориентации.

Геометрическая ошибка по азимуту, которая является функцией положения винта и угла места на источник излучения, при нормальных условиях мала, и ею можно пренебречь.

#### 1.4. Временной метод измерения дальности

Функция доплеровской частоты синусоидальна при условии  $R_0 \gg R$ . На малых дальностях эта функция отлична от синусоидальной (Рис. 1.8), и характер ее становится зависимым от дальности до источника излучения.

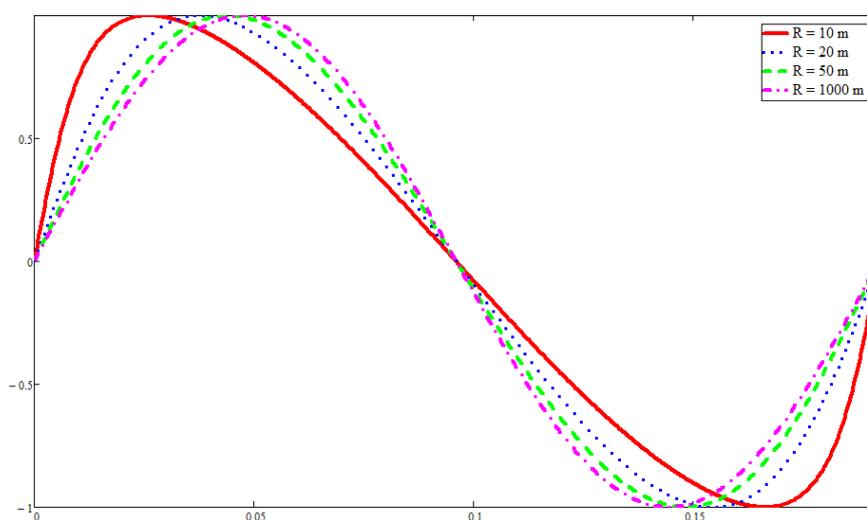


Рис. 1.8. Функция изменения доплеровского смещения частоты

В диапазонах  $R > 10$  м расстояние до центра участка можно получить, проанализировав функцию частотной зависимости (Рис. 1.9).

На коротких расстояниях форма кривой отличается от гармонической. Коэффициент нелинейных искажений определяется отношением среднеквадратичного значения всех гармоник к среднеквадратичному значению основной частоты:

$$K = \sqrt{\sum_{n=2}^{\infty} \frac{V_n^2}{V_1^2}} \quad (1.7)$$

где  $V_1, V_2, V_3$  — соответственно среднеквадратические значения напряжений основной частоты, второй, третьей и т.д. гармоник исследуемого напряжения.

### 1.5. Спектральный метод измерения дальности

На Рис. 1.9 показано изменение спектр сигнала при движении приемника относительно центра посадочной площадки. Чем ближе у к центру, тем выше амплитуда гармоник.

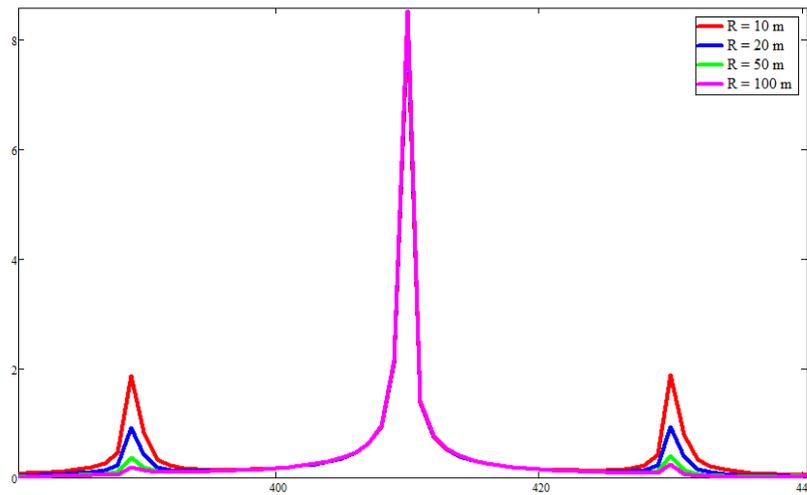


Рис. 1.9. Спектр принимаемого сигнала

Рассмотрим одно из возможных технических решений определения расстояния  $R_0$  до центра посадочной площадки, используя зависимость:

$$R_0 = f(K) \quad (1.8)$$

Цифровой измеритель частоты гармонических колебаний напряжения осуществляет измерение в соответствии с формулой:

$$f = \frac{1}{2\pi T} \arccos\left(\frac{S_1 + S_3}{2S_2}\right) \quad (1.9)$$

где  $T$  - период опроса АЦП;  $S_1, S_2, S_3$  - выборки сигнала с интервалом  $T, 2T, 3T$ , соответственно.

Структурная схема цифрового измерителя частоты представлена на Рис. 1.10. Цифровой измеритель мощности гармонических колебаний напряжения осуществляет измерение мощности в соответствии с формулой:

$$P = \frac{(S_1 + S_2)^2 - 2(S_1 - S_2)\left[1 + (S_1 - S_3)/(2S_1^2)\right]}{\left[1 + (S_1 + S_3)/(2S_1^2)\right]^2} \quad (1.10)$$

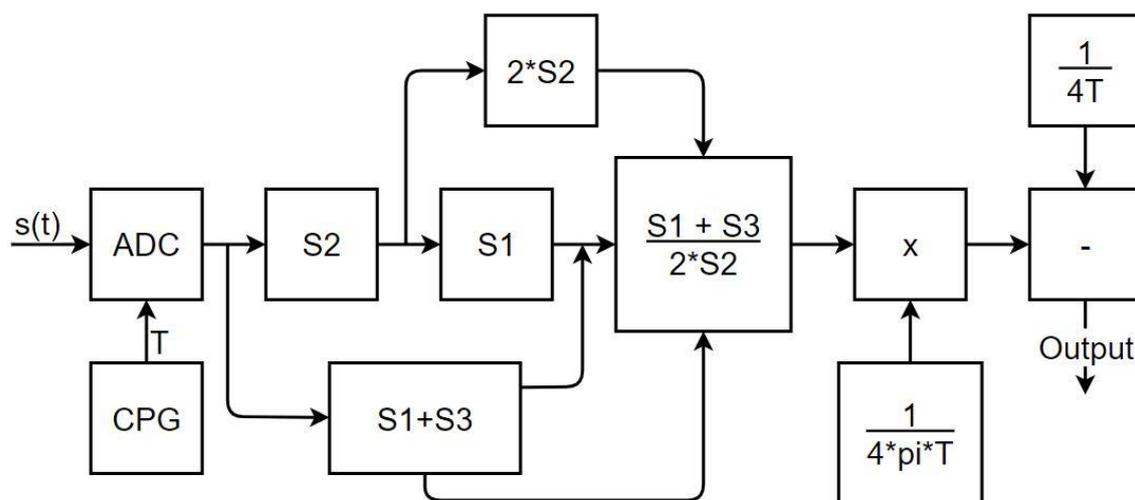


Рис. 1.10. Структурная схема цифрового измерителя частоты. CPG - Генератор Тактовых Импульсов (Clock Pulse Generator)

## 2. ПРАКТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

### 2.1. Моделирование

При различных значениях коэффициента отношения сигнал/шум были получены результаты применения алгоритма определения координат источника радиосигнала с помощью антенн расположенных на лопастях вертолетного винта на смоделированных данных.

Были использованы следующие параметры системы:

1.  $L = 6.6$  м – длина лопасти вертолетного винта;
2.  $\Omega = 5.2$  Гц – частота вращения винта;
3.  $f_0 = 1$  ГГц – несущая частота;
4.  $f_d = 10$  кГц – частота дискретизации сигнала.

Моделирование производилось на следующих данных:

1. Дистанция до излучателя изменялась в диапазоне от 8м. до 20м.
2. Коэффициент отношения сигнал-шум изменялся в диапазоне от 0.5 до 10.
3. Угол места относительно горизонта к источнику радиосигнала статичен и равен 45 градусам.
4. Угол азимута статичен и равен 45 градусам.

Средняя ошибка на каждой дальности и при каждом ОСШ измерялась следующим образом:

1. Генерировался модельный сигнал, соответствующий положению антенны при вращении лопасти.
2. На сгенерированный сигнал накладывался шум соответствующий ОСШ нормального распределения 100 раз.

3. Каждый полученный сигнал с шумом прогонялся через алгоритм определения координат, получая на выходе значения дальности, угла азимута и угла места.
4. По результатам, соответствующим одному положению вертолета (100 измерений), определялись средние значения дальности, угла азимута и угла места.

#### 2.1.1. Ошибка определения угла азимута

На Рис. 2.1 отображены отношения ошибки определения азимута от фактической дальности и от коэффициента отношения сигнал-шум соответственно. Из графиков видно, что ошибка определения азимута значительно увеличивается при ухудшении отношения сигнал-шум и не изменяется при увеличении дальности.

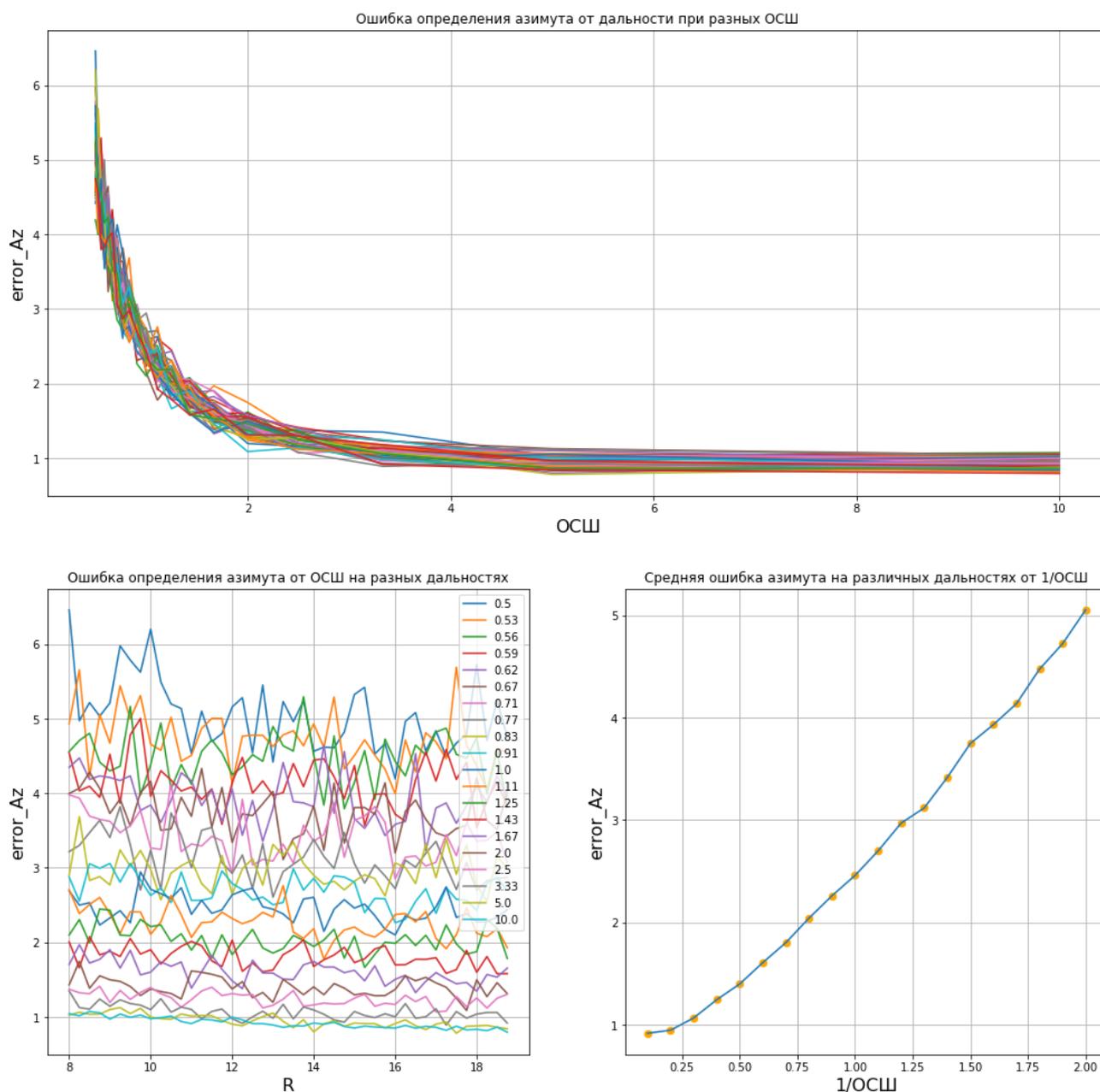


Рис. 2.1. Зависимости средней ошибки определения азимута в градусах

### 2.1.2. Ошибка определения угла места

На Рис. 2.2 отображены отношения ошибки определения угла места от фактической дальности и от коэффициента отношения сигнал-шум соответственно. Из графиков видно, что ошибка определения угла места достигает высоких значений при уменьшении дальности.

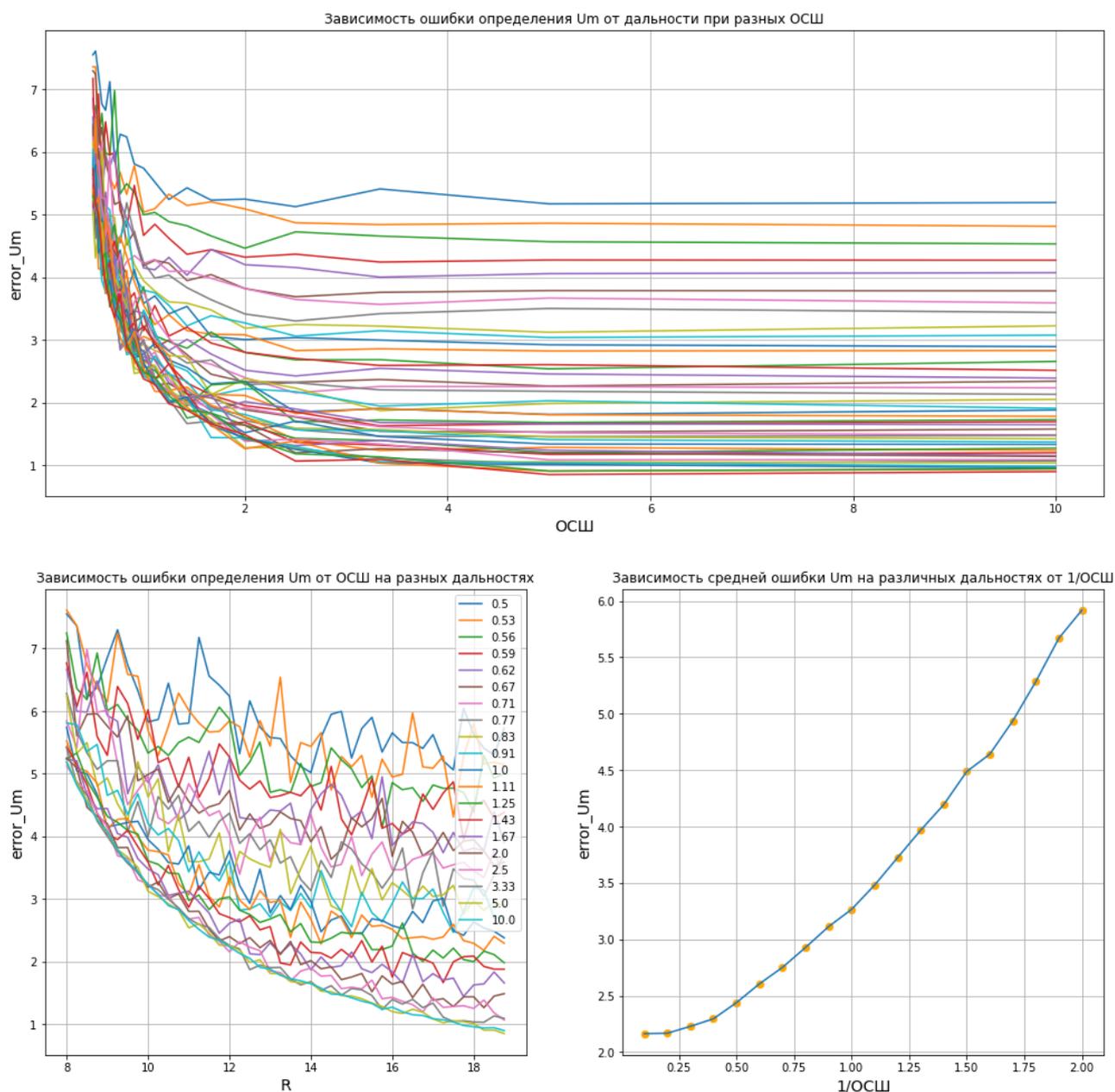


Рис. 2.2. Зависимости средней ошибки определения угла места в градусах

### 2.1.3. Ошибка определения дальности

На Рис. 2.3 отображены отношения ошибки определения дальности до источника радиосигнала от фактической дальности и от коэффициента отношения сигнал-шум соответственно. Из графиков видно, что ошибка определения дальности незначительно увеличивается при увеличении

фактической дальности для высоких значений коэффициентов отношения сигнал-шум. Но при низком отношении сигнал-шум с увеличением дальности ошибка определения влияет критически.

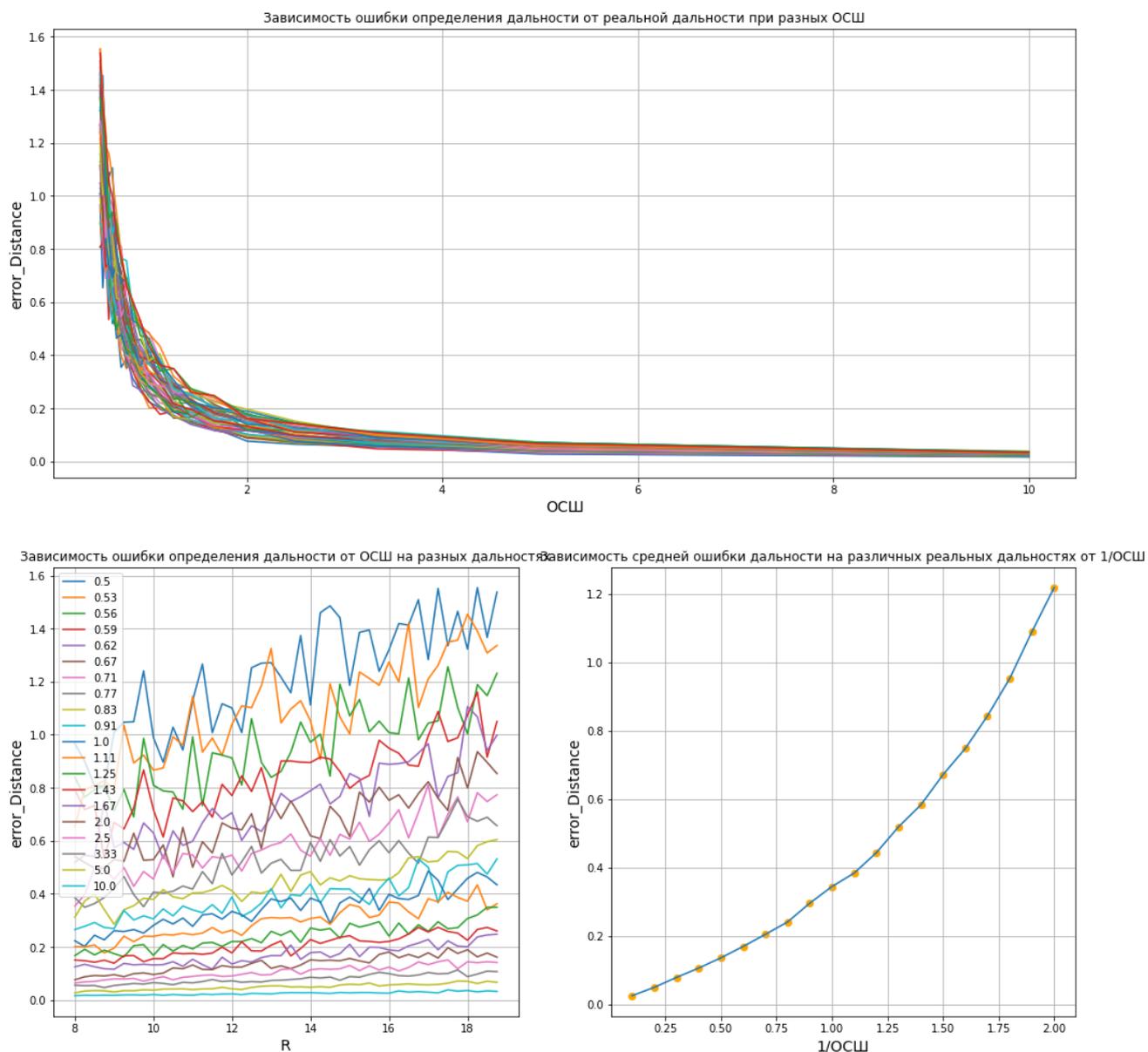


Рис. 2.3. Зависимости средней ошибки определения дальности в метрах

## 2.2. Применение модели наблюдателя (Фильтр Калмана)

При низком отношении сигнал-шум алгоритм определения координат дает существенные искажения. Учитывая, что система является

динамической и за каждый оборот антенны поставляются новые вычисленные данные о положении источника радиосигнала, можно использовать различные алгоритмы фильтрации выходных данных с учетом движения вертолета для улучшения качества определения координат.

В рамках работы над магистерской диссертацией была использована модель наблюдателя на основе фильтра Калмана [10]. Данная модель представляет собой цифровой фильтр, который позволяет минимизировать влияние помех и повысить точность наблюдения.

### 2.2.1. Моделирование принимаемых сигналов на определенной траектории движения вертолета при различных ОСШ

Для оценки качества полученных координат до и после использования фильтра Калмана была сгенерирована траектория движения вертолета:

1. Высота изменялась от 40м до 5м над источником радиосигнала по квадратичной функции.
2. Движение в горизонтальной плоскости изменялось по окружности с радиусом 5м.

На Рис. 2.4 представлена траектория движения вертолета в трехмерном виде. На Рис. 2.5 представлены зависимости изменения координат  $x$ ,  $y$ ,  $h$  от времени и изменения положения вертолета в каждом двумерном пространстве.

На Рис. 2.6 отображены изменения дальности, угла азимута и угла места в зависимости от времени и высоты.

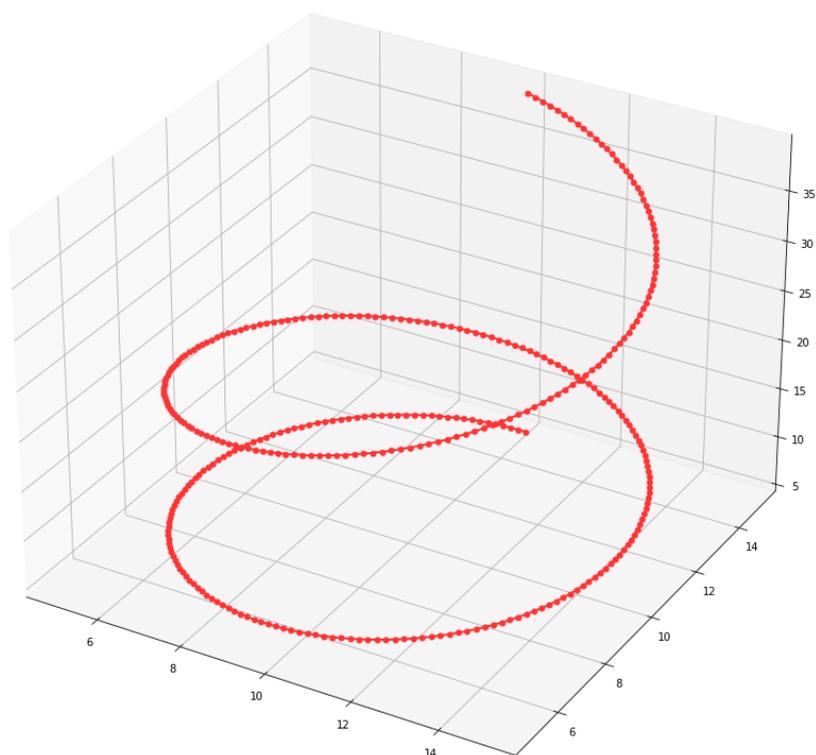


Рис. 2.4. Трехмерная траектория движения вертолета

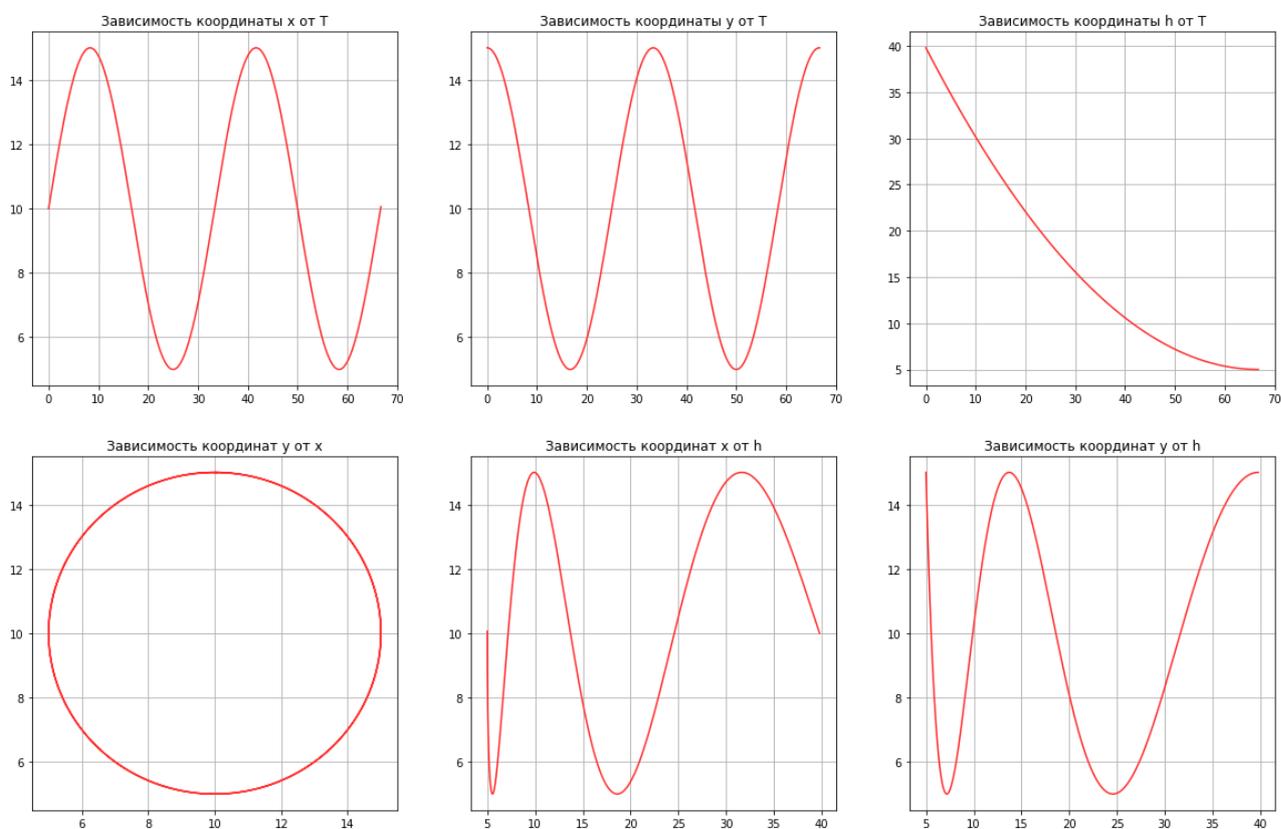


Рис. 2.5. Изменение координат  $x$ ,  $y$ ,  $h$  от времени и изменение положения вертолета в каждом двумерном пространстве

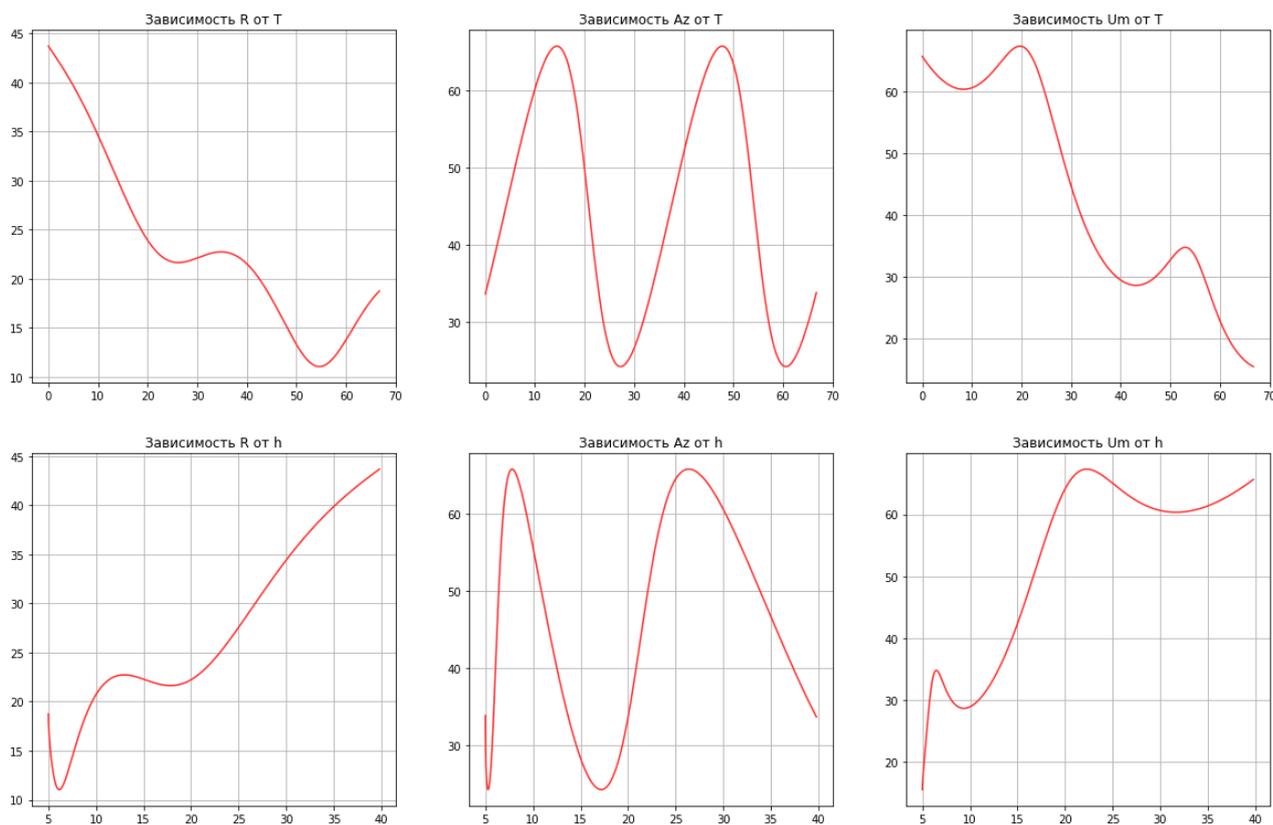


Рис. 2.6. Изменение дальности ( $R$ ), угла азимута ( $Az$ ) и угла места ( $Um$ ) от времени и высоты

### 2.2.2. Результаты применения Филтра Калмана на полученных данных

В данной главе представлены результаты применения алгоритма определения координат и применение фильтра Калмана на полученных данных.

На Рис. 2.7, Рис. 2.8 и Рис. 2.9 представлены изменения дальности, азимута и угла места для истинной траектории движения, результата применения алгоритма определения координат и для результата применения фильтра Калмана. Из изображений видно, что при увеличении дальности и/или уменьшении ОСШ вырастает ошибка определения дальности ( $R$ ), а при уменьшении ОСШ вырастает ошибка определения азимута ( $Az$ ) и угла места ( $Um$ ). При высоком ОСШ представленный алгоритм справляется довольно точно, а при низком – имеются существенные искажения, которые негативно

вливают на точность определения координат. Так же видно, что использование фильтра Калмана позволяет существенно приблизить точность к истинному значению.

Ошибка определения дальности и углов направления при различных коэффициентах ОСШ на дистанции до 40 метров:

1. ОСШ = 5 – средняя ошибка определения дальности достигает 0.06 метра, средняя ошибка азимута – 0.87 градуса, средняя ошибка угла места – 0.29 градуса.
2. ОСШ = 1 – средняя ошибка определения дальности достигает 0.59 метра, средняя ошибка азимута – 1.28 градуса, средняя ошибка угла места – 1.32 градуса.
3. ОСШ = 0.8 – средняя ошибка определения дальности достигает 0.86 метра, средняя ошибка азимута – 1.9 градуса, средняя ошибка угла места – 1.57 градуса.

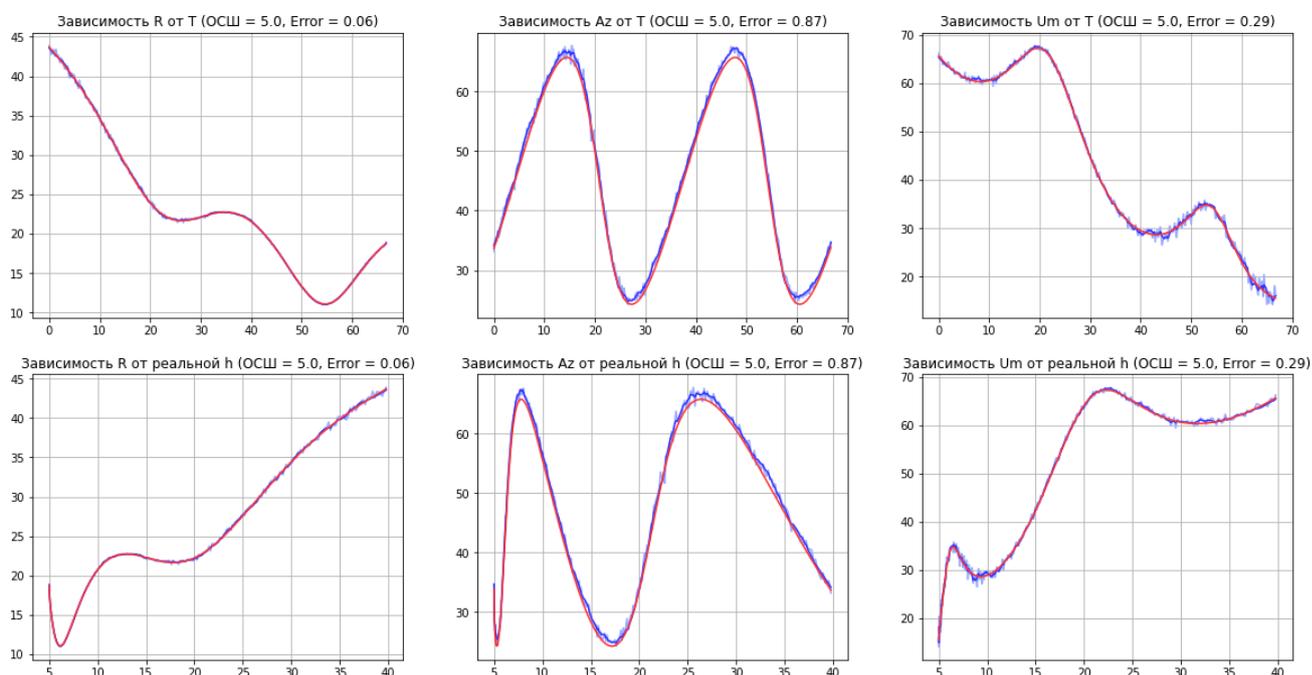


Рис. 2.7. Изменение дальности (R), угла азимута (Az) и угла места (Um) от времени и высоты. Результаты применения алгоритма определения координат и фильтра Калмана при ОСШ = 5

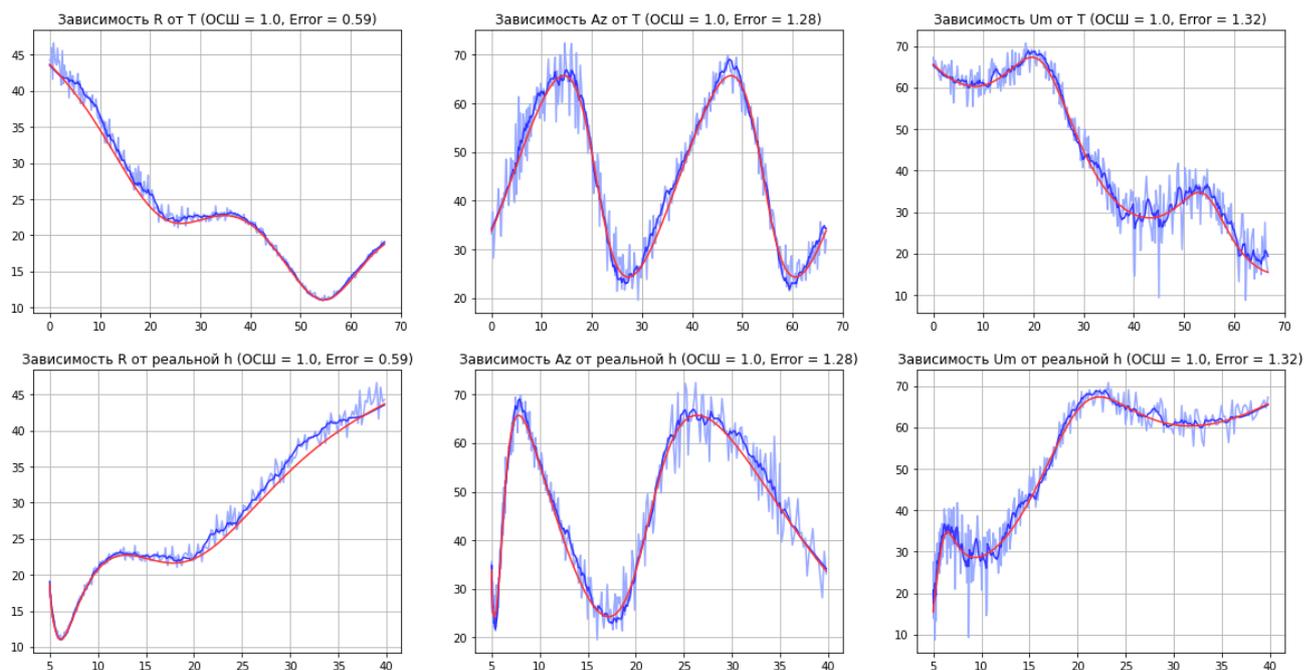


Рис. 2.8. Изменение дальности ( $R$ ), угла азимута ( $Az$ ) и угла места ( $Um$ ) от времени и высоты. Результаты применения алгоритма определения координат и фильтра Калмана при  $OS = 1$

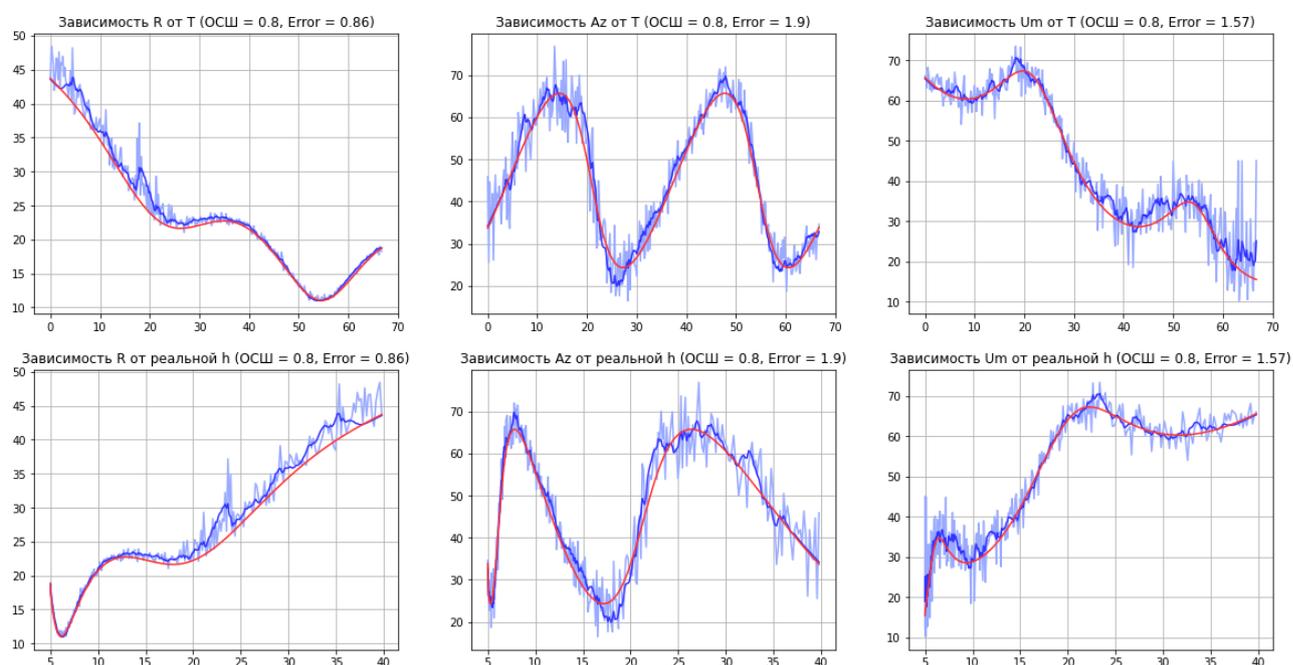


Рис. 2.9. Изменение дальности ( $R$ ), угла азимута ( $Az$ ) и угла места ( $Um$ ) от времени и высоты. Результаты применения алгоритма определения координат и фильтра Калмана при  $OS = 0.8$

Для получения самих координат  $x$ ,  $y$ ,  $h$  делаем перевод параметров  $R$ ,  $Az$ ,  $Um$  в декартову систему координат.

На Рис. 2.10, Рис. 2.11 и Рис. 2.12 представлена траектория движения вертолета в трехмерном пространстве для истинных значений, результата применения алгоритма и для результата применения фильтра Калмана при различных ОСШ (5, 1 и 0.8).

Ошибка определения координат при различных коэффициентах ОСШ на дистанции до 40 метров:

1. ОСШ = 5 – средняя ошибка определения координат достигает 0.27 метра.
2. ОСШ = 1 – средняя ошибка определения координат достигает 0.95 метра.
3. ОСШ = 0.8 – средняя ошибка определения координат достигает 1.31 метра.

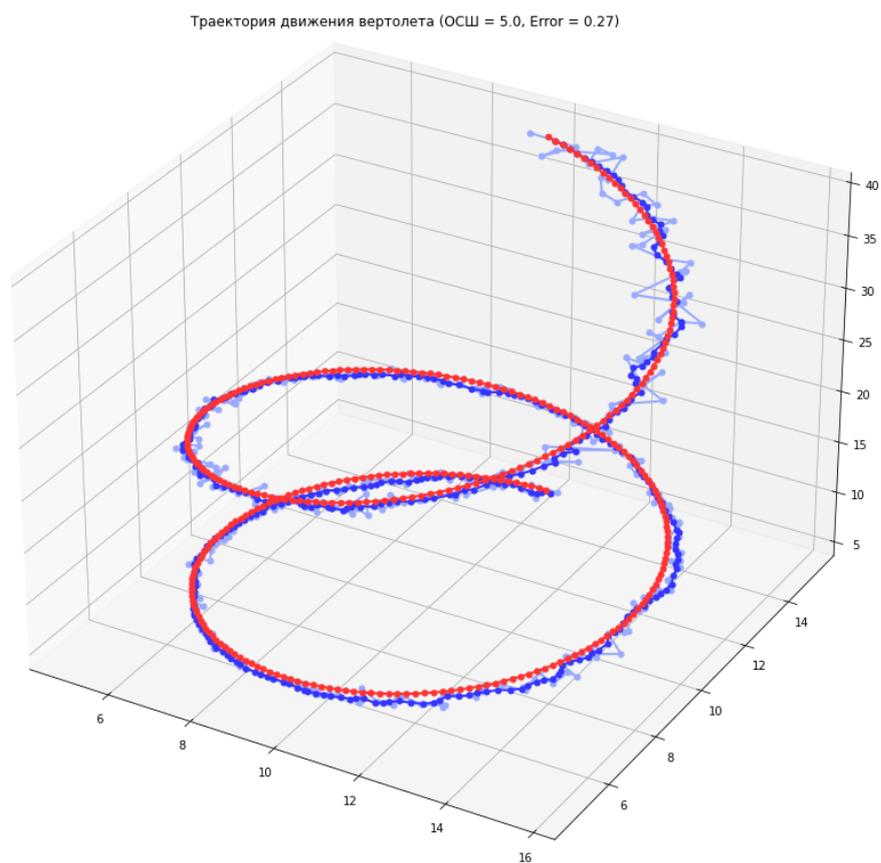


Рис. 2.10. 3D траектория движения вертолета. Результаты применения алгоритма определения координат и фильтра Калмана при ОСШ = 5

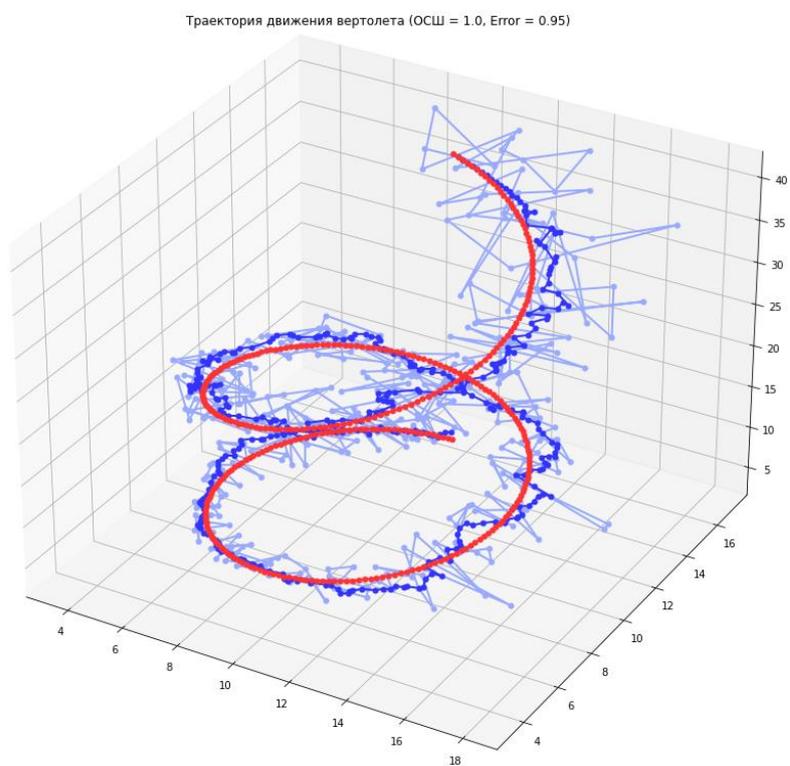


Рис. 2.11. 3D траектория движения вертолета. Результаты применения алгоритма определения координат и фильтра Калмана при ОСШ = 1

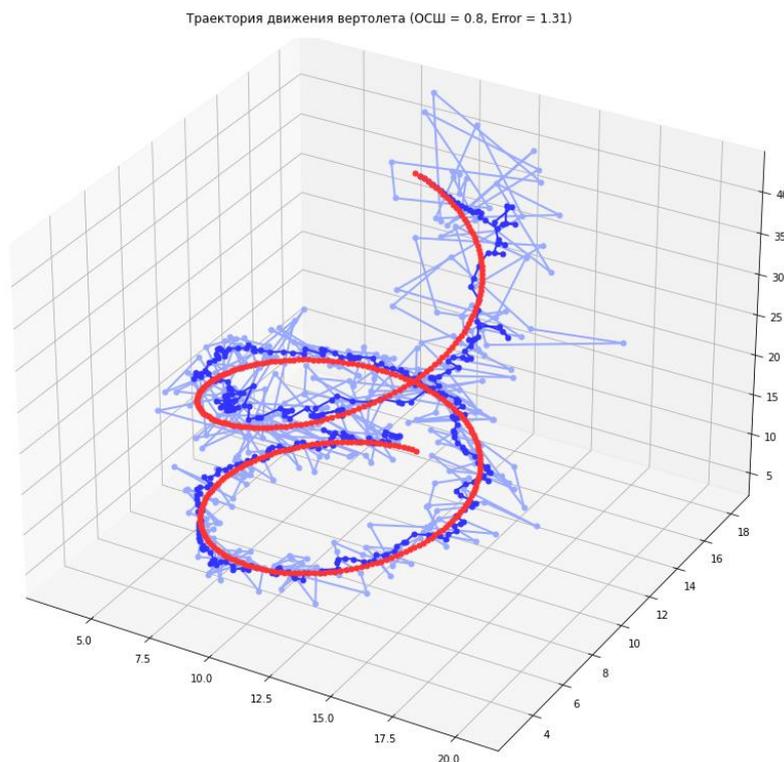


Рис. 2.12. 3D траектория движения вертолета. Результаты применения алгоритма определения координат и фильтра Калмана при ОСШ = 0.8

На Рис. 2.13, Рис. 2.14 и Рис. 2.15 представлены изменения координат  $x$ ,  $y$ ,  $h$  в зависимости от времени и для каждого двумерного пространства для истинных значений, результата применения алгоритма и для результата применения фильтра Калмана при различных ОСШ (5, 1 и 0.8).

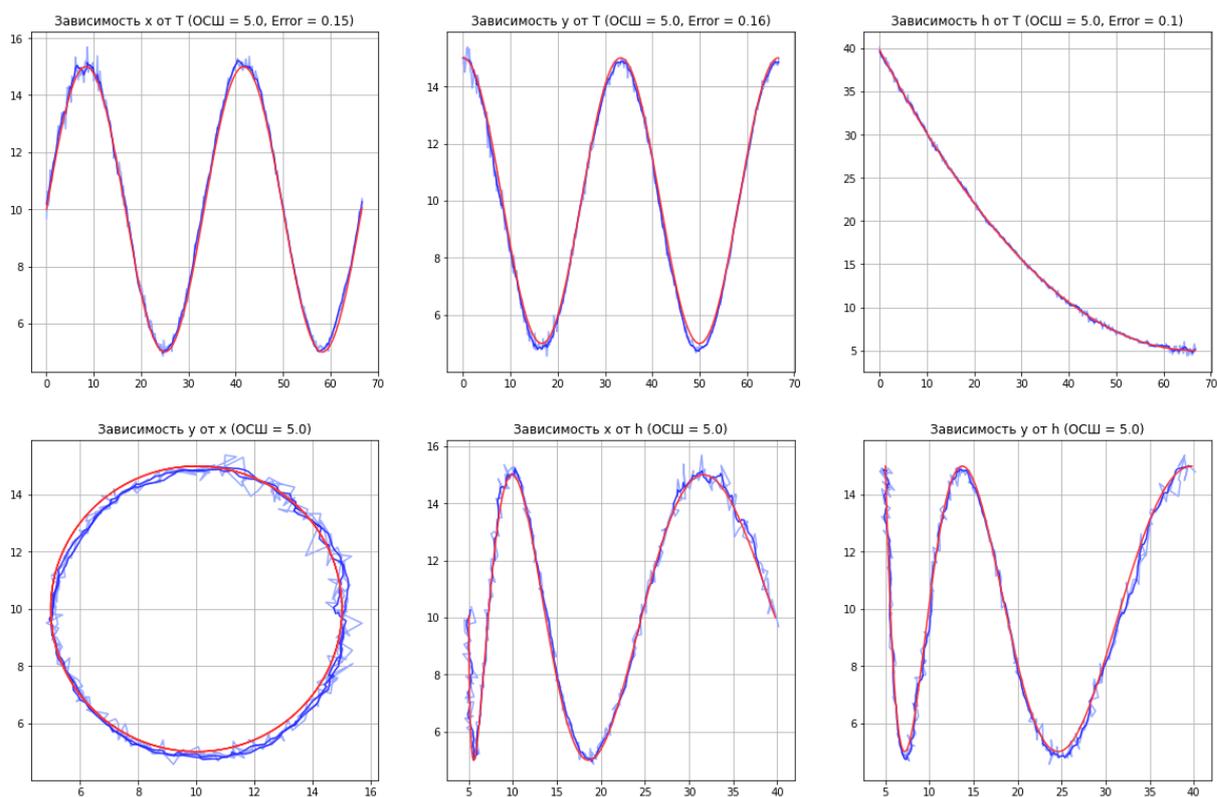


Рис. 2.13. Изменения координат  $x$ ,  $y$ ,  $h$ . Результаты применения алгоритма определения координат и фильтра Калмана при ОСШ = 5

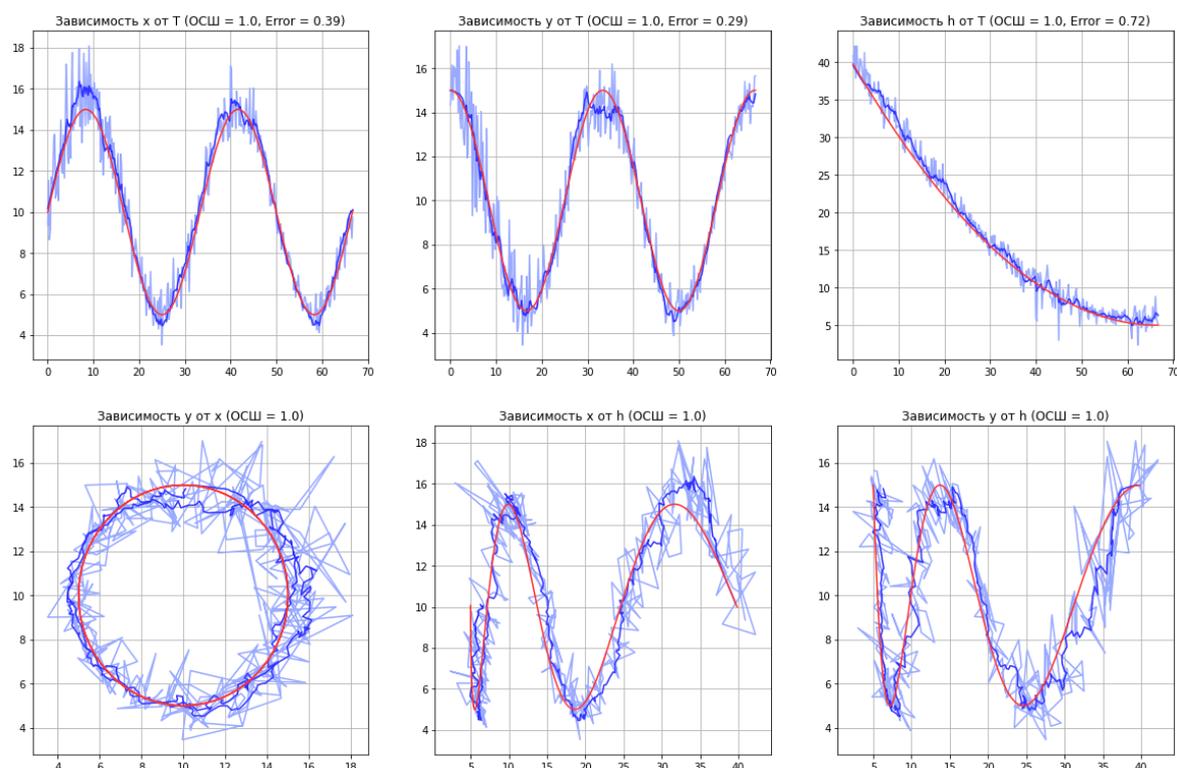


Рис. 2.14. Изменения координат  $x$ ,  $y$ ,  $h$ . Результаты применения алгоритма определения координат и фильтра Калмана при ОСШ = 1

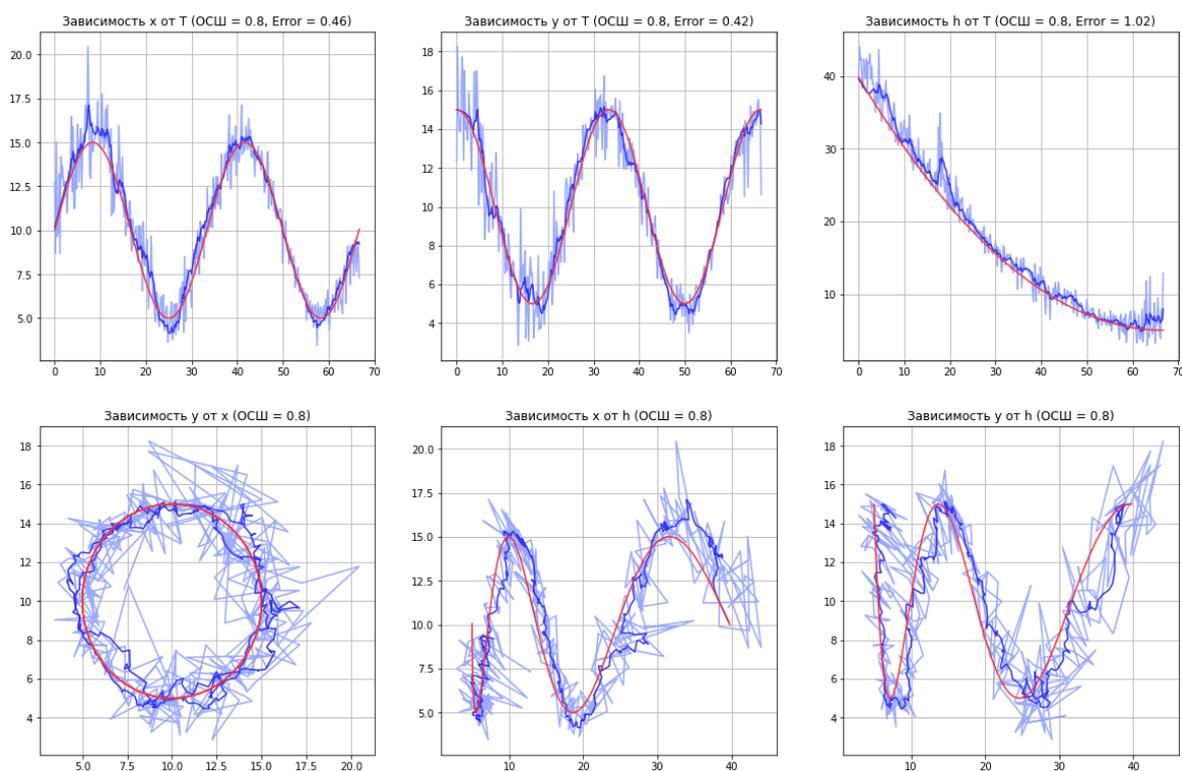


Рис. 2.15. Изменения координат  $x$ ,  $y$ ,  $h$ . Результаты применения алгоритма определения координат и фильтра Калмана при ОСШ = 0.8

### 2.3. Выводы по главе

При нормальных условиях приема радиосигнала и при высоком коэффициенте отношения сигнал-шум ошибка определения координат источника радиосигнала достигает минимальных значений, что может позволить совершать выполнения авиаработ в условиях недостаточной видимости местности пилотом, а так же при динамическом изменении положения палубы в пространстве при взлете/посадки.

При низком коэффициенте отношения сигнал-шум имеются существенные искажения, которые пагубно влияют на определение координат. Использование модели наблюдателя на основе фильтра Калмана позволяет приблизить полученные результаты алгоритма определения координат к истинным значениям координат источника радиосигнала.

Из результатов моделирования можно сделать следующий вывод, что средняя ошибка определения дальности не превышает 1 метра, а определение углов места и азимута не превышает 2 градусов на дистанции до 40 метров при коэффициенте ОСШ 0.8 при длительности наблюдения 60 секунд. Средняя ошибка Ошибка определения координат при коэффициенте ОСШ равном 1 достигает 0.95 метра, а при ОСШ равном 0.8 – 1.31 метра, на дистанции до 40 метров при длительности наблюдения 60 секунд.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В магистерской диссертации рассмотрена система антенн, расположенных на лопастях вертолетного винта.

Представлен алгоритм, позволяющий определять координаты источника излучения радиосигнала с помощью такой системы антенн.

В практической части представлены результаты применения данного алгоритма над смоделированными принимаемыми сигналами с антенн. По результатам моделирования показано, что вертолет, используя сигналы от посадочного маяка с антенн, расположенный на лопастях винта позволяет измерять азимут, угол места и дальность до источника излучения на посадочной площадке. А ошибка измерения дальности до посадочной площадки и углов направления на неё удовлетворяет техническому заданию при коэффициенте ОСШ равном 0.8.

Такая система может быть использована для обеспечения навигации и посадки в сложных метеоусловиях и в поисково-спасательных операциях.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

[1] A. S. Gribanov, Radio-electronic surveillance equipment placed on a helicopter, Foreign radio electronics. No. 12, pp. 15-33, 1991.

[2] А.Ф. Котов, В.Б. Гребенников, А.Н. Королев, Радиотехнические системы координатометрии: Учеб, пособие / Моек, ин-т радиотехники, электроники и автоматики. -М., 1992. -79 с.

[3] A.S. Gribanov, Yu.P. Panarin, E.V. Sveshnicov. Possible determinations of the coordinates of a source of radiation on the ground from a helicopter. Radio and Communications Technology. Vol. 1, No. 5, 1996, pp. 97-103.

[4] A.S. Gribanov. "Automatic Landing of a Helicopter", 2019 International Multi-Conference on Industrial Engineering and Modern Technologies (FarEastCon), 2019

[5] Е.А. Володин, А.С. Грибанов, А.С. Коренков, Ю.В. Невзоров, Система автоматической посадки беспилотного летательного аппарата. Успехи современной радиоэлектроники / №2 за 2014 г. / с. 38-42.

[6] А.С. Грибанов, А.Г. Ефимов, И.В. Нелин, Посадка летательного аппарата при отсутствии видимости/ Научно-технический вестник Поволжья. 2016. № 2. С. 64-68.

[7] К.Ю. Буланов, Д.А. Охотников, А.С. Грибанов, Алгоритм определения координат источника радиосигнала с помощью антенн, расположенных на лопастях вертолетного винта. 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». 23-27 ноября 2020 года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2020, 451– 452 с.

[8] Ю.А. Тяпченко, Л.В. Гаршин, Средства и методы обеспечения визуальной посадки вертолетов на палубы морских судов// Материалы II межрегиональной научно-практической конференции «Прикладная психология

как ресурс социально-экономического развития России в условиях преодоления глобального кризиса» книга 2, стр. 100-103. Изд. МГУ. 2010 г.

[9] М.С. Виноградов, Система автоматической посадки вертолета в различных метеорологических условиях, МАТЕРИАЛЫ XIII МЕЖДУНАРОДНОЙ КОНФЕРЕНЦИИ ПО ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКЕ И МЕХАНИКЕ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ (АММАИ'2020) Москва, 2020, Издательство: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (Москва)

[10] E.V. Chebakov, A.V. Nenarokomov, I.V. Krainova, D.L. Reviznikov, Attitude control system of a microsatellite based on the inverse problems technique and the Kalman filter (2020) Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC, 2020-October.

[11] К.А. Кузьмин, И.В. Нелин, В.А. Скуратов, Механизмы использования нейросетевых технологий для фильтрации радиосигналов, Научно-технический вестник Поволжья. 2017. № 4. С. 72-74.

[12] Б.Г. Татарский, Д.А. Ясенцев, Влияние траекторных нестабильностей на характеристики РЛС с синтезирование апертуры антенны за счет вращения фазового центра реальной антенны, Информационно-измерительные и управляющие системы. 2012. Т. 10. № 1. С. 3-9.

[13] Б.Г. Татарский, Е.В. Майстренко, Д.А. Ясенцев, Селекция движущихся наземных целей в режиме синтезирования апертуры антенны при комбинированной поступательно-вращательной траектории движения фазового центра, Информационно-измерительные и управляющие системы. 2016. Т. 14. № 1. С. 21-29.

[14] Д.А. Ясенцев, А.В. Сергеев, Исследование особенностей траекторного сигнала при вращении фазового центра реальной антенны и наблюдении наземных движущихся целей, Успехи современной радиоэлектроники. 2018. № 10. С. 60-66.